

# 小型無人超音速実験機の構造の空力加熱モデル計算

著者	樋口 健, 石田 貴大
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2011
ページ	30-31
発行年	2012-07
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00008787">http://hdl.handle.net/10258/00008787</a>

## 小型無人超音速実験機の構造の空力加熱モデル計算

著者	樋口 健, 石田 貴大
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2011
ページ	30-31
発行年	2012-07
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00008787">http://hdl.handle.net/10258/00008787</a>

## 小型無人超音速実験機の構造の空力加熱モデル計算

○ 樋口 健(もの創造系領域 教授)

石田貴大(機械システム工学科 B4)

機首、主翼前縁、尾翼前縁、エンジン空気取り入れ口前縁などは超音速飛行によって空力加熱を受ける。そこで、1次元熱伝導モデルと気流からの1次元熱伝達モデルを考え、時間方向に温度の遷移を計算した。構造材料はCFRPとした。1次元モデルの長さは機体全長と同じ6mとした。

まず、定常飛行でのよどみ点温度を求めた。高度10km、定常Mach=2でのよどみ点温度は約128℃であり、通常の航空宇宙用CFRP複合材(エポキシ樹脂)の強度使用温度を超える。高度10km、定常Mach=1.7ではよどみ点温度は約79℃となり、通常の航空宇宙用CFRP複合材の強度使用温度以下である。超音速飛行時の断熱壁面温度を図1に示す。Mach1.7以下では飛行時間にかかわらず断熱壁面温度は通常の航空宇宙用CFRP複合材の強度使用温度以下であることがわかる。

次に、オオワシ2号機で想定されている飛行プロファイル(最高到達速度Mach2.0)に従って温度解析を行った結果を図2に示す。横軸の時間は高度8km、飛行速度Mach0.8に至ってからの経過時間を表し、その状態での断熱壁面温度を初期温度としている。現在想定されている飛行プロファイル(図2)では、構造材料を耐熱樹脂CFRPとする必要が生じ、製造性、入手性、組み立て性、コストなどで問題を生じる。最高到達速度をMach1.8とすると、飛行プロファイルを大きく変えることなく通常のCFRP複合材の強度使用温度以下となることがわかる(図3)。

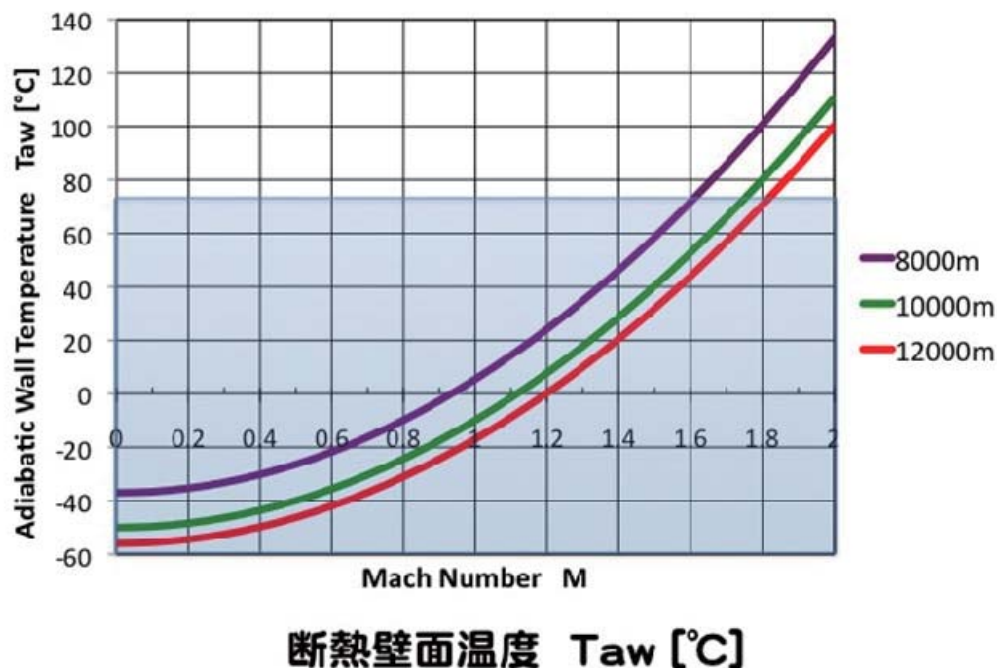


図1 定常飛行マッハ数に対する断熱壁面温度(各曲線は飛行高度)

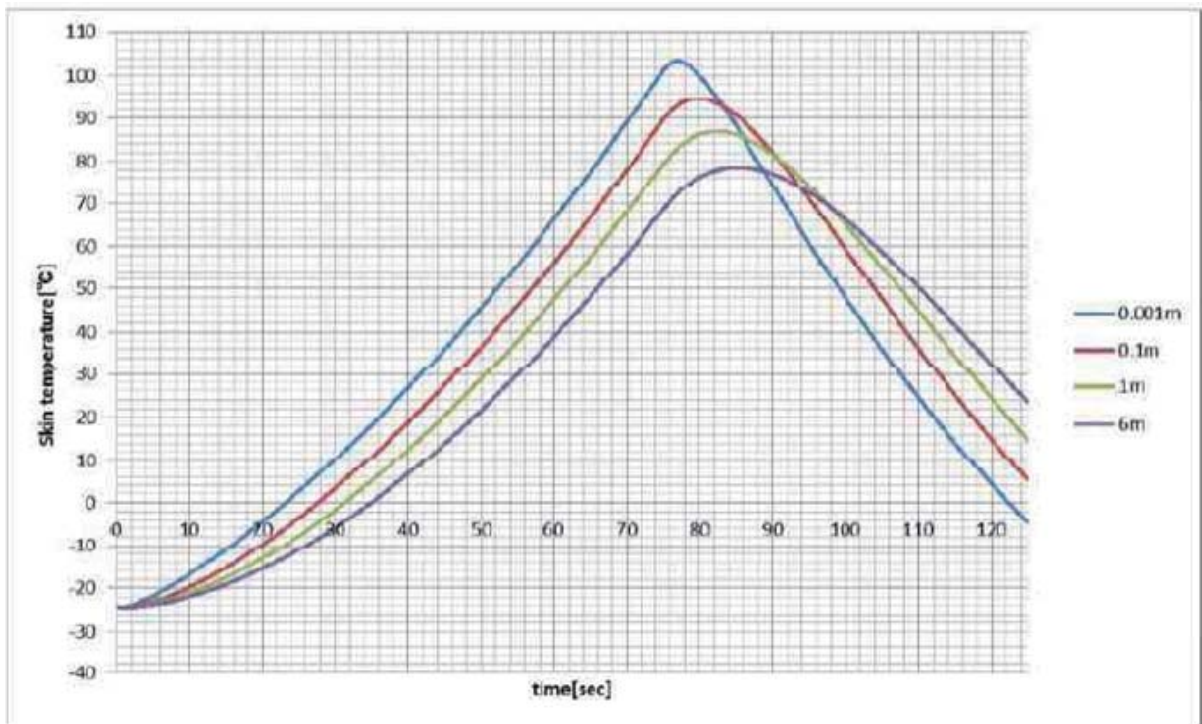


図2 最高到達速度 Mach2.0 の飛行プロファイルにおける機体表面温度推定  
(各曲線はモデル先端からの距離)

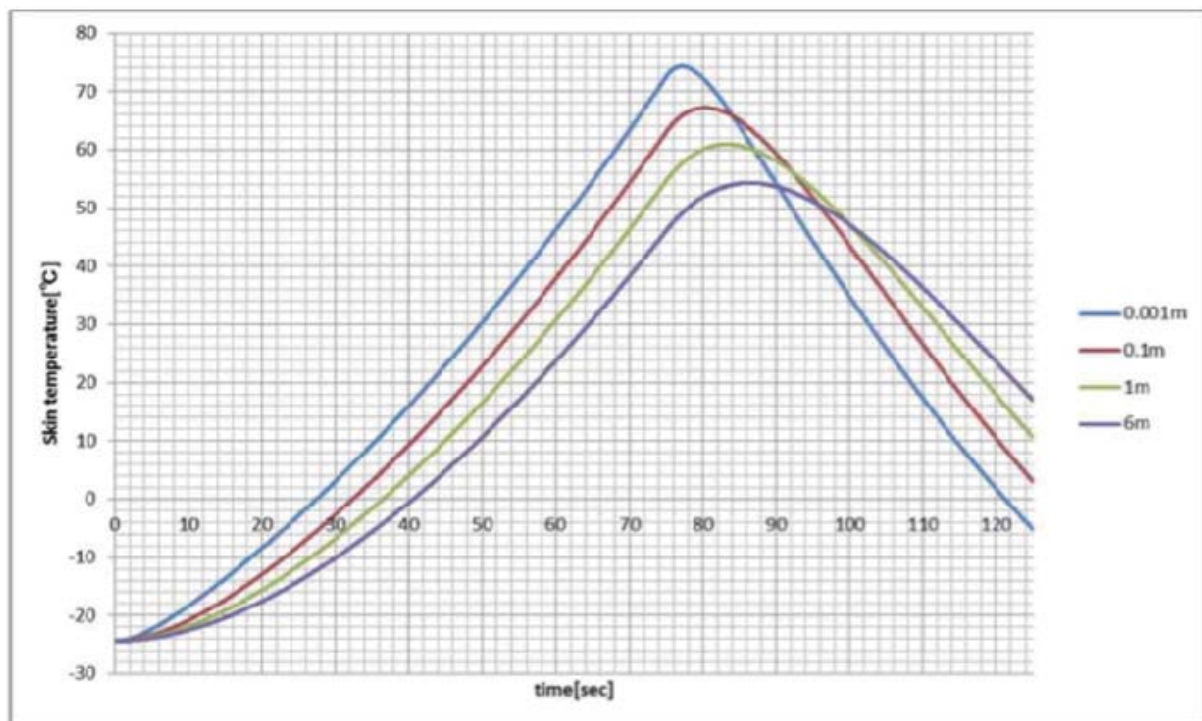


図3 最高到達速度 Mach1.8 の飛行プロファイルにおける機体表面温度推定  
(各曲線はモデル先端からの距離)